深圳航空公司

飞　　行　　手　　册

BOEING 737-700

批准________________________ 日期_____________________

深 圳 航 空 公 司

批准________________________ 日期___________________

中 国 民 航 总 局

BOEING

737-700

飞行手册



深 圳 航 空 公 司

版 本：1　　　日 期：2000/1/15

型号： 737-79K 有效页清单

单位： KG/C

下列有效页组成的飞行手册适用于该有效页清单末尾所列出的飞机序号。

波音版本： 1 日期：1999 年 02 月 23 日

签发：Donald B.Wilsm (FAA 运输飞机董事会，西雅图飞机签证部，经理)

页数	日期
批准页	
1	2000-01-15
有效页清单	
1	2000-01-15
2	2000-01-15
目录	
1	2000-01-15
AFM-DPI 描述	
1	2000-01-15
2	2000-01-15
第 1 章	
1	2000-01-15
2	2000-01-15
3	2000-01-15
4	2000-01-15
5	2000-01-15
6	2000-01-15
7	2000-01-15
8	2000-01-15
9	2000-01-15
10	2000-01-15
11	2000-01-15
12	2000-01-15
13	2000-01-15
第 1 章（续）	
14	2000-01-15
15	2000-01-15
第 2 章	
1	2000-01-15
2	2000-01-15
3	2000-01-15
4	2000-01-15
5	2000-01-15
5A	2000-01-15
6	2000-01-15
7	2000-01-15
8	2000-01-15
9	2000-01-15
10	2000-01-15
11	2000-01-15
12	2000-01-15
12A	2000-01-15
13	2000-01-15
14	2000-01-15
15	2000-01-15
16	2000-01-15
17	2000-01-15
第 3 章	
1	2000-01-15
2	2000-01-15
3	2000-01-15
4	2000-01-15
4A	2000-01-15
5	2000-01-15
6	2000-01-15
7	2000-01-15
8	2000-01-15
8A	2000-01-15
9	2000-01-15
10	2000-01-15
11	2000-01-15
12	2000-01-15
13	2000-01-15
14	2000-01-15
15	2000-01-15
第 4 章	
1	2000-01-15
2	2000-01-15
3	2000-01-15
4	2000-01-15

型号： 737-79K 有效页清单

页数	日期	页数	日期	页数	日期
第 4 章（续）		飞机系列序号			
5	2000-01-15	29190 和 29191			
6	2000-01-15				
7	2000-01-15	性能软件系列序号			
8	2000-01-15	D631A001.77L.G000			
9	2000-01-15				
10	2000-01-15				
11	2000-01-15				
12	2000-01-15				
13	2000-01-15				
14	2000-01-15				
15	2000-01-15				
16	2000-01-15				
17	2000-01-15				
18	2000-01-15				
19	2000-01-15				
20	2000-01-15				
21	2000-01-15				
22	2000-01-15				
23	2000-01-15				
24	2000-01-15				
25	2000-01-15				

FAA 批准号： 09-17-98

目 录

第一部分：认证的限制数据

目录 页面

重量极限

最大重量						
飞机系列序号	滑行	起飞	着陆	无燃油重量	重心极限页数	注
29190 29191	148，500LB 67,358KG	148,000LB 67,131KG	128,000LB 58,657KG	120,500LB 54,657KG	5	

注：本章的最大重量限制当受重心图表限制时可能还要小些，请参阅适用的载重和平衡手册的有关其他特定飞机装载限制。

性能形态

必须遵守第 4 部分内性能形态下面呈现的飞机形态。

认证的状态

联邦航空规则（FAR）25 部分和 36 部分认可了该飞机为运输机种类。

飞机操作种类

根据合适的联邦航空规则当安装了要求的设备并被批准时，该飞机可在昼、夜进行下列飞行种类的操作：

目视飞行（VFR）
仪表飞行（IFR）
结冰条件下的飞行
延伸水上飞行

飞机机动负荷加速限制

襟翼收上...+2.5g 至-1.0g
襟翼放下..+2.0 至 0.0g

所需机组

所需飞行机组：两名飞行员。

使用限制

跑道坡度...±2%

最大起飞和着陆的顺风分量..10 海里/小时

最大工作高度...41，000 尺压力高度

最大起飞和着陆高度..8，400 尺压力高度

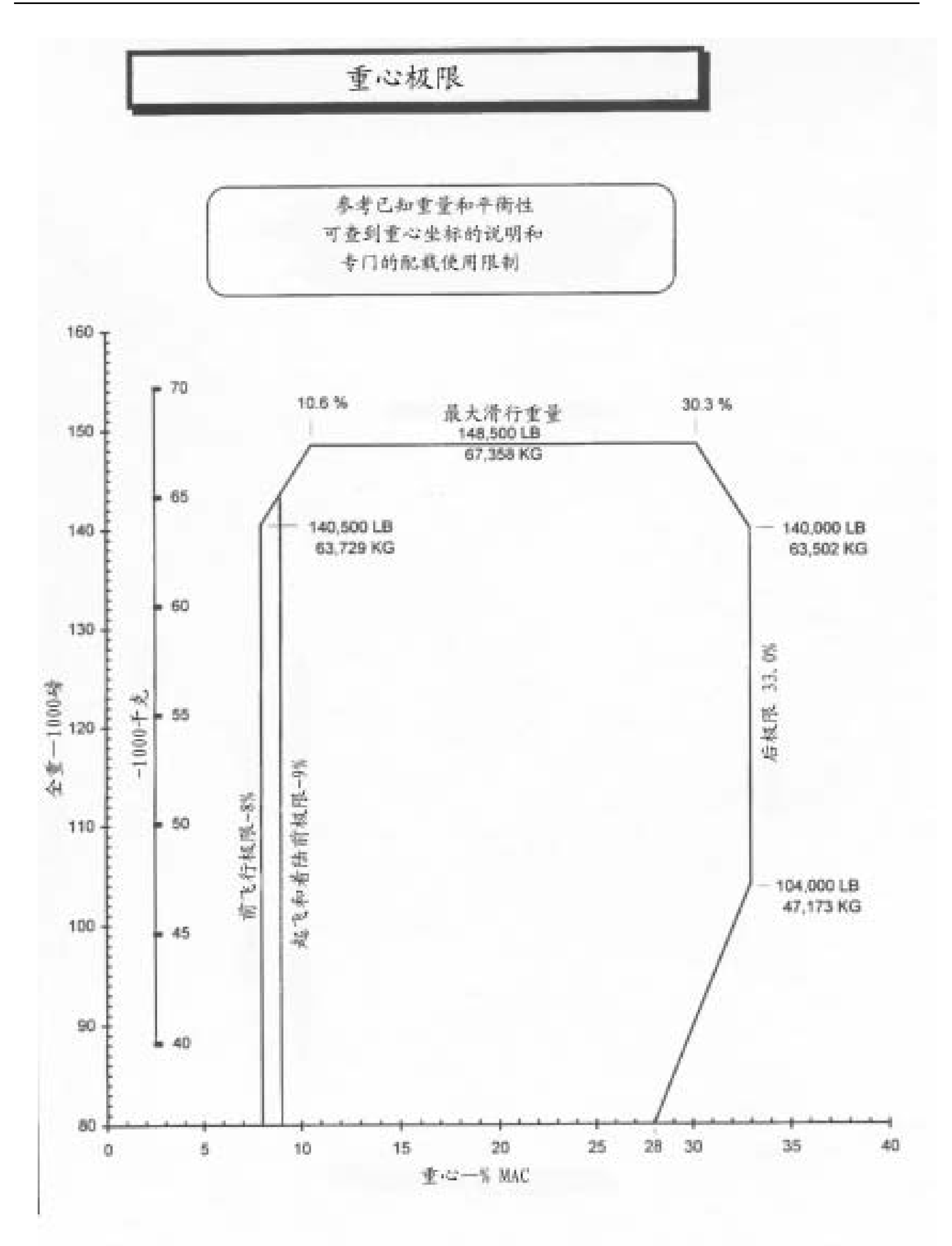
注：如果压力高度低于-2000 英尺，使用-2000 英尺的性能数据表。

起飞、着陆和航路上温度限制使用第 4 节的环境包线图。

最大飞行工作纬度...........北纬 82 度和南纬 82 度。除了在西经 80 度—130 度之间最大飞行工作纬度为北纬 70 度；在东经 120 度—西经 160 之间最大飞行工作纬度为南纬 60 度。

在结冰状态下等待

在结冰状态下等待禁止放出襟翼。



• 飞机飞行手册数字信息（AFM-DPI）和起飞、着陆的备用前重心极限。

燃油系统限制

可用燃油箱容量

油箱	容量	最大重量	
	U.S.加仑	磅	千克
1 号和 2 号	1，288	9，144	4，147
中央	4，299	30，522	13，843

燃油装载

燃油密度必须在 6.5-7.1 1b/加仑（0.7789-0.8507 千克/公升）之间。

油箱可以单独地、同时地或按一定的顺序装油。主油箱的油量加到所需油量时，必须相等或加满油。如果中央翼油箱有超过 1，000 磅（453 公斤）的燃油，计划的主翼油箱必须加满。中央翼油箱在 1，000 磅（453 公斤）或更少时，主翼油箱可以装载部分燃油，但要考虑燃油平衡问题。燃油必须依据以下的燃油使用程序进行操作。

横向燃油不平衡

主油箱之间的燃油不平衡必须为零。滑行、起飞、飞行或着陆时偶然出现燃油不平衡一定不要超过 1000 磅（453 公斤）。

燃油使用

中央油箱无燃油时，接通所有可使用的主油箱增压泵，和关闭交输活门，由主油箱向发动机输油。

中央油箱有燃油时，接通所有可使用的增压泵和关闭交输活门，由中央油箱向发动机供油。直到中央油箱的燃油缺乏时（尽管如此，中央油箱可以保留最多 1，000 磅（453 公斤）燃油，但要考虑燃油平衡问题）。然后在接下来的飞行中，接通所有可使用的主油箱增压泵，关闭交输活门的情况下，由主油箱向发动机输油。

燃油交输活门

在起飞和着陆时燃油交输活门必须关闭。

发动机限制 CFM56-7 系列

发动机推力

在 AFM-DPI 中提供了起飞和最大连续推力 N1 值。

如果在计划的起飞重量和减推力设定下，飞机能满足全部能应用的性能要求。起飞减推力的操作，等于一个假设的温度高于实际环境温度是允许的。减推力的量一定不得超过全功率的 25%或者额定的减推力。在使用减推力的程序下，运行人必须建立一个定期的检查系统以确保发动机可以全起飞推力。在跑道被积水、冰、半融雪或雪污染的情况下不允许使用假设温度减推力。如果合适的性能能够得出在湿道面上所增加的停止距离，那么在湿道面上也可以使用减推力。

在发动机电子控制（EEC）处于备用方式时，不允许使用额定起飞减推力或假设温度减起飞推力。在防滑系统不工作的情况下也不允许使用假设温度起飞减推力。

发动机仪表标记

最大极限由一条红线标记。
警戒范围由一个黄色弧线标记。
正常操作范围由一个白色弧线标记。
最小极限由一条红色线标记。

发动机 RPM

最大使用极限为：

N1—— 低压压气机转子 104.0%
N2—— 高压压气机转子 105.0%

发动机 EGT

工作条件	温度限制	时间限制
起飞	950°C	5 分钟
最大连续	925°C	无限制
启动	725°C	无限制

发动机电子控制（EEC）

起飞时所有发动机电子控制必须处于接通。

发动机极限 CFM56-7 系列

电子发动机控制（EEC）

重要的是按照波音服务通告 737-73-1010，线路铺设组成的安装或同等产品。EEC 处于备用方式起飞是被禁止的。

发动机燃油系统

批准的燃油在 CFM56-3 系列安装手册中指定。燃油确定为 JET A 和 JET 1。按商用燃油规格 ASTM-D-1655 可以不受限制地使用于该发动机上。按 MIL-T-5624G 确定的 JP-5 或按 MIL-T-83133 确定的 JP-8，可作为备用燃油使用。禁止使用 GE 规格 D50TF2 的每个 B 级 JP-4 或 JET-B 的燃油。发动机将令人满意地工作在使用被批准的燃油或任何它的混合燃油。

最大油箱燃油温度为 49°C。（120°F）

飞行中油箱燃油温度必须保持在燃油冰点以上至少 3°或-43°C（- 45°F），以较高的为准。

可使用不超过 0.15%容量浓度的燃油防冰添加剂 PFA 55MB 考虑到燃油系统没有防冰的保证。

发动机滑油系统

最小滑油压力为 13psi。如果起飞推力已设定，滑油压力在黄区时，不要起飞。连续工作时的最大滑油温度限制为 165°C。工作在 140°C 和 165°C 之间时限制为 45 分钟。批准的滑油在 CFM56-7 服务通告 79-001 中指定。滑油压力低于 13psi，见第二章非正常程序。

发动机点火

在起飞、着陆、暴雨或防冰操作的过程中发动机点火必须接通。

反推

只能在地面操作使用。禁止空中试图选用反推。

防冰系统限制

发动机防冰系统

在所有地面和空中操作过程中，当存在或预计有结冰条件时，必须接通发动机防冰系统，除非在爬升和巡航过程中温度低于-40°C(SAT)。在下降前和下降过程中的所有结冰条件下，包括温度低于-40°C(SAT)时，必须接通发动机防冰。

注：结冰条件——当在地面和起飞 OAT 或空中 TAT 为 10°C 或更低以及出现任何形式的可见湿气（如：云、雾以及能见度 1 英里或更低，雨、雪、雹和冰）则被视为存在结冰条件。

当在地面以及起飞时 OAT 温度 10°C 或更低也会出现结冰条件。当工作在有雪、冰、积水或泥浆的停机坪、滑行道或跑道上时，有可能吸进发动机或冻结在发动机或吊舱上。

不要依赖机身可见结冰线索来接通发动机防冰。从驾驶舱内可以看见结冰已形成才使用发动机防冰可能会导致发动机严重损坏。

机翼热防冰系统 （地面操作）

不要使用机翼防冰来代替地面除冰/防冰以及检查程序，这必须遵守操作规则。

当外界温度高于 10°C （50°F）时不要使用机翼防冰。

最大使用限制速度（VMO/MMO）

在任何飞行阶段不要有意超过最大使用限制速度。

注：飞机上所有仪表标志和标牌都显示为（IAS.M）值，并且未修正仪表误差。空速指示器上的红色弧线或在速度带上的红白相间的指示 VMO。

最大空速限制

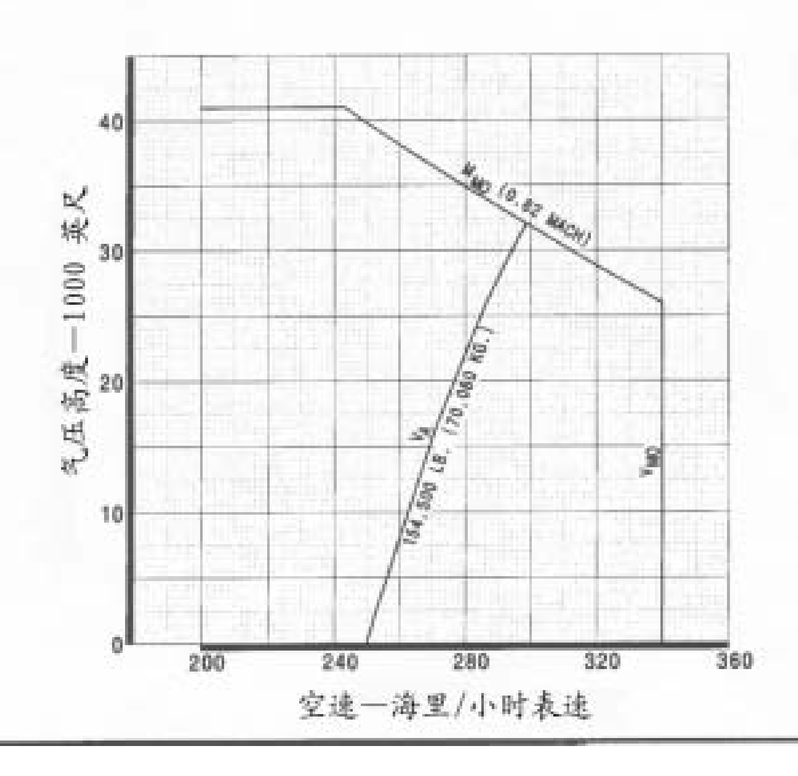
襟翼标牌速度	
襟翼位置	V_{FE} - KNOTS IAS
1	250*
2	250*
5	250*
10	210
15	195
25	170
30	165
40	156

- 最大起飞全重153，000LB.（69,399 KG.）
- 起落架标牌速度-海里/小时 IAS，指示马赫数

收起 $V_{LO(RET)}$ = 235
放出 $V_{LO(EXT)}$ = 270, $M_{LO(EXT)}$ = 0.82

放出 V_{LE} = 320, M_{LE} = 0.82

* 当使用备用系统放襟翼时，不要超过230海里/小时的表速



机舱增压限制

系统安全释放压差：最大 9.10 psi。

起飞和着陆最大允许的座舱压差为 0.125 psi（低于机场压力高度 236 英尺）。

辅助动力装置（APU）

10,000 英尺以上不要使用 APU 引气和电气负荷。

17,000 英尺以上不要使用 APU 引气。

可以使用 APU 工作到 41，000 英尺。

近地警告系统（地形警告功能） —如安装

导航不要使用地形显示。

在 QFE 工作中，地形警告和地形显示功能是被抑制的。

离一个着陆机场 15 海里以内和进近到着陆地形警告和地形显示功能是被抑制的，因为没有包含在 GPWS 地形数据库中。参考 Allied signal 文件 060-4276-000 对机场包含在所安装的 GPWS 地形数据库。

自动驾驶（A/P）/飞行指引仪（F/D）系统

1. 进入机场或低于 8400 英尺压力高度，自动驾驶/飞行指引已被批准为Ⅱ类和ⅢA 类自动进近和着陆的操作。

2. 在起飞低于高出地面（AGL）400 英尺时不要衔接自动驾驶起飞。

3. 进近过程中单通道工作时，高出地面（AGL）50 英尺以下，不应保持自动驾驶。

4. 接通自动驾驶时使用副翼配平是被禁止的。

自动着陆

自动着陆的操作中最低着陆天气情况下的最大允许风速是：

逆风	25 海里/小时（Knots）
顺风	10 海里/小时（Knots）
侧风	20 海里/小时（Knots）

最大和最小下滑道的角度分别是 3.25 度和 2.5 度。

自动着陆能力只能在所有发动机都工作襟翼处于 30 和 40 的位置时使用。

飞机通讯寻址和报告系统（ACARS）(如安装)

在接受由 ACARS 系统直接显示或打印出的 ATC 许可之前，ATC 许可必须等起初的地面站独立地核准。

交通警戒和防撞系统（TCAS）(如安装)

授权驾驶员从目前的 ATC 许可偏离由 TCAS II 级转化咨询信息决定的所需范围。

外形缺件单（CDL）

当飞机丢失机身和发动机某些次要部件时，使用时必须按飞机的基本飞行手册规定的各种限制和外形缺件附录的修正规定进行操作。

其他限制

襟翼的使用

20，000 英尺压力高度以上不要放襟翼。

旅客撤离

有旅客乘坐时，在滑行、起飞和着陆前的任何时候必须检查安装在翼上出口的手柄。

单发电机操作

在地面上，一台发电机工作（发动机驱动的）最大极限为：75 KAV(215 amps)。

甚高频 VHF 语音通讯

使用 ACARS 时，不要使用 VHF-3(如已安装用于语音通讯) 进行 ATC 联系。

重要的是按照波音公司服务通告 737-73-1010 安装铺设线路组成或同等产品。不要使用 VHF 2 或 VHF 3（如安装了语音通讯）在 120.00MHZ 频率上作为通讯的主要办法。如果需要 120.00MHZ 频率，则使用 VHF 1。

其他限制 (续)

QFE 选择 (如安装)

选择 QFE 进行 VNAV 或 LNAV 是被禁止的。

通过把 TERR INHIBIT (地形抑制) 电门选择到 INHIBIT (抑制) 位不管 QFE 是否正确，近地警告系统、地形预警和地形显示) 应该被抑制。

当飞机配备了主飞行显示/导航显示 (PFD/ND) 时应遵循以下限制：

> 一个 QFE 高度基准给主飞行显示 PFD 时，在飞行管理系统(FMS)中必须选择使用 QFE 以代替 QNH。
>
> 如果在 FMS 中没有输入 QFE 高度基准，禁止使用 QFE。

高频无线电通讯

飞机安装了 Rockwell/Collins 公司的型号为 HFS-700 和/或 HFS-900 的通讯接收机应遵循以下限制：

HF 通讯接收机内部显示有不正确的反应。飞行意味着以下频率被禁止使用：

所有频率单位为 Mhz。

11.133
22.434
22.683
22.766

上述限制仅仅适用于装有双套 Rock Well/Collings HF 系统带有 Rock Well/Collings 数字耦合器件号为 822-0987-002 的飞机。

如果一部 HF 选择作为通讯，在所有音频选择面板上不要选另外一部 HF，以防止音频干扰。

第一章

认证的限制

第一章：认证的限制数据

目录 页面

黑体字部分为图表，普通字部分为正文。

重量极限

最大重量						
飞机系列序号	滑行	起飞	着陆	无燃油重量	重心极限页数	注
29190 29191	67,358KG	67,131KG	58,657KG	54,657KG	5	

注：本章的最大重量受重心图表限制时可能还要小些，请参阅相应的载重和平衡手册中有关其他特定飞机装载限制。

性能形态

必须遵守第 4 章性能形态中的飞机形态。

认证的状态

联邦航空规则（FAR）25 部和 36 部认可该飞机为运输类。

飞机运行种类

按照相应的联邦航空规章安装了所要求的设备并被批准时，该飞机可在昼、夜进行下列种类的飞行运行：

目视飞行（VFR）
仪表飞行（IFR）
结冰条件下的飞行
延伸水上飞行

飞机机动载荷加速限制

襟翼收上…………………………………………………………………+2.5g 至-1.0g
襟翼放下………………………………………………………………..+2.0 至 0.0g

所需机组成员

所需的飞行机组成员：两名驾驶员。

使用限制

跑道坡度…………………………………………………………………………..…±2%

最大起飞和着陆的顺风分量………………………………………………10 海里/小时

最大工作高度………………………………………………………..41,000 英尺压力高度

最大起飞和着陆高度……………………………………………8,400 英尺压力高度

注：如果压力高度低于-2000 英尺，使用-2000 英尺的性能数据表。

起飞、着陆和航路上温度限制使用第 4 章的环境包线图。

最大飞行工作纬度…………北纬 82 度和南纬 82 度。除了在西经 80 度—130 度之间最大飞行工作纬度为北纬 70 度；在东经 120 度—西经 160 度之间，最大飞行工作纬度为南纬 60 度。

在结冰状态下等待

在结冰状态下等待禁止放出襟翼。

燃油系统限制

可用燃油箱容量

油箱	容量 U.S.加仑	最大重量 磅	千克
1 号和 2 号	1,288	9,144	4,147
中央	4,299	30,522	13,843

燃油装载

燃油密度必须在 6.5 和 7.1 磅/加仑（0.7789-0.8507 千克/公升）之间。

油箱可以单独地、同时地或按一定的顺序装油。主油箱的油量必须加到所需油量或加满。如果中央翼油箱有超过 1,000 磅（453 公斤）的燃油，计划的主翼油箱必须加满。中央翼油箱在 1,000 磅（453 公斤）或更少时，主翼油箱可以装载部分燃油，但要考虑燃油平衡问题。燃油必须依据以下的燃油使用程序进行操作。

横向燃油不平衡

主油箱之间的燃油不平衡必须为零。滑行、起飞、飞行或着陆时偶然出现燃油不平衡一定不要超过 1000 磅（453 公斤）。

燃油使用

中央油箱无燃油时，接通所有可使用的主油箱增压泵、关闭交输活门，由主油箱向发动机输油。

中央油箱有燃油时，接通所有可使用的增压泵和关闭交输活门，由中央油箱向发动机供油，直至中央油箱的燃油用完为止（尽管如此，中央油箱可以保留最多 1,000 磅（453 公斤）燃油，但要考虑燃油平衡问题）。然后在接下来的飞行中，接通所有可使用的主油箱增压泵，关闭交输活门，由主油箱向发动机输油。

燃油交输活门

在起飞和着陆时燃油交输活门必须关闭。

发动机限制 CFM56—7 系列

发动机推力

在 AFM-DPI 中提供了起飞和最大连续推力 NI 值。

如果在计划的起飞重量和减推力设定下，飞机能满足全部可用性能要求，在假设温度高于实际环境温度时使用减推力起飞是允许的。减推力的量一定不得超过全功率的 25%或者额定的减推力。在使用减推力的程序下，运营人必须建立一个定期的检查系统以确保发动机可以全推力起飞。在跑道被积水、冰、半融雪或雪污染的情况下不允许使用假设温度减推力。如果合适的性能计算能够得出在湿道面上所增加的停止距离，那么在湿道面上也可以使用减推力。

在发动机电子控制（EEC）处于备用方式时，不允许使用额定起飞减推力或假设温度减起飞推力。在防滞系统不工作的情况下也不允许使用假设温度起飞减推力。

发动机仪表标记

最大极限由一条红线标记。
警戒范围由一个黄色弧线标记。
正常操作范围由一个白色弧线标记。
最小极限由一条红色线标记。

发动机 RPM

最大使用极限为：

N1——低压压气机转子 104.0%
N2——高压压气机转子 105.0%

发动机 EGT

工作条件	温度限制	时间限制
起飞	950 ° C	5 分钟
最大连续	925 ° C	无限制
启动	725 ° C	无限制

发动机电子控制（EEC）

起飞时所有发动机电子控制必须处于接通。

发动机限制（CFM56-7 系列）

电子发动机控制（EEC）

在按照波音服务通告 737-73-1010 组合安装线路或同等产品之前，禁止使用备用方式 EEC 起飞。

以下是 EEC 在备用模式下的起飞限制：
不允许使用减功率或假设温度减推力起飞。
两套 EEC 都必须选择“ 备用 ”模式。
对于 CFM56-7B26 或 7B27 的最大起飞推力形态，当选择“ 备用 ”时提供以下附加限制：
不能使用 FMC 的起飞 N1 或 V 速度值；
禁止使用自动油门起飞。

发动机燃油系统

CFM56-3 系列安装手册中规定了批准的燃油牌号，燃油确定了 JET A 和 JET A1。按商用燃油规范 ASTM-D-1655 燃油可以不受限制地使用于该发动机上。按 MIL-T-5624G 确定的 JP-5 或按 MIL-T-83133 确定的 JP-8，可作为备用燃油使用。禁止使用 GE 规格 D50TF2 的每个 B 级 JP-4 或 JET-B 的燃油。使用被批准的燃油或其任何混合燃油，发动机都将令人满意地工作。

油箱最高燃油温度为 49 ° C。（120 ° F）

飞行中油箱燃油温度必须保持在燃油冰点以上至少 3 ° C 或保持在-43 ° C（-45 ° F），以较高者为准。

考虑到燃油系统没有防冰的保证，可使用不超过 0.15%容量浓度的燃油防冰添加剂 PFA 55MB。

发动机滑油系统

最小滑油压力为 13psi。如果起飞推力已设定，滑油压力在黄区时，不要起飞。连续工作时的最大滑油温度限制为 165 ° C。工作在 140 ° C 和 165 ° C 之间时限制为 45 分钟。CFM56-7 服务通告 79-001 中规定了批准的滑油牌号。滑油压力低于 13psi 时，见第二章非正常程序。

发动机点火

在起飞、着陆、暴雨或防冰操作的过程中发动机点火必须接通。

反推

只能在地面操作使用。禁止空中试图选用反推。

防冰系统限制

发动机防冰系统

在所有地面和空中操作过程中，当存在或预计有结冰条件时，必须接通发动机防冰系统，除非在爬升和巡航过程中温度低于-40°C（SAT）。在下降前和下降过程中的所有结冰条件下，包括温度低于-40°C（SAT）时，必须接通发动机防冰。

注：结冰条件——当在地面和起飞 OAT 或空中 TAT 为 10°C 或更低以及出现任何形式的可见湿气（如：云、雾以及能见度 1 英里或更低，雨、雪、雹和冰）则被视为存在结冰条件。

当在地面以及起飞时 OAT 温度 10°C 或更低也会出现结冰条件。当工作在有雪、冰、积水或泥浆的停机坪、滑行道或跑道上时，有可能吸进发动机或冻结在发动机或吊舱上。

不要根据机身可见结冰迹象来接通发动机防冰。从驾驶舱向外看见机身结冰时才使用发动机防冰可能会导致发动机严重损坏。

机翼热防冰系统 （地面操作）

不要使用机翼防冰来代替地面除冰/防冰以及检查程序，这些程序都是必须遵守的操作规程。

当外界温度高于 10°C（50°F）时不要使用机翼防冰。

最大使用限制速度（V_{MO}/M_{MO}）

在任何飞行阶段不要有意超过最大使用限制速度。

注：飞机上所有仪表标志和标牌都显示为（IAS.M）值，并且未修正仪表误差。空速指示器上的红色弧线或在速度带上的红白条指示 V_{MO}。

机舱增压限制

系统安全释放压差：最大 9.10psi。

起飞和着陆最大允许的座舱压差为 0.125psi（低于机场压力高度 236 英尺）。

辅助动力装置（APU）

10,000 英尺以上不要同时使用 APU 引气和供电。

17,000 英尺以上不要使用 APU 引气。

可以使用 APU 供电直到 41，000 英尺。

近地警告系统（地形警告功能）—如安装

导航不要使用地形显示。

在 QFE 工作中，地形警告和地形显示功能是被抑制的。

离着陆机场 15 海里以内和进近到着陆时，地形警告和地形显示功能是被抑制的，这是因为上述范围的地形资料没有包含在 GPWS 地形数据库中。对于包含在所安装的 GPWS 地形数据库中的机场见 Allied signal 文件 060-4276-000。

自动驾驶（A/P）/飞行指引仪（F/D）系统

1．进入机场高度等于或低于 8,400 英尺压力高度时，使用自动驾驶/飞行指引已被批准为 II 类和 IIIA 类自动进近和着陆操作。

2．在起飞中，当高度低于 400 英尺（AGL）时不要接通自动驾驶。

3．进近过程中单通道工作时，高度在 50 英尺（AGL）以下，不应继续使用自动驾驶。

4．接通自动驾驶时，禁止使用副翼配平。

自动着陆

在自动着陆操作中，最低着陆天气情况下的最大允许风速是：

逆风	25 海里/小时（Knots）
顺风	10 海里/小时（Knots）
侧风	20 海里/小时（Knots）

最大和最小下滑道的角度分别是 3.25 度和 2.5 度。

自动着陆能力只能在所有发动机都工作，襟翼处于 30 和 40 的位置时使用。

飞机通讯寻址和报告系统（ACARS）（如安装）

在接受由 ACARS 系统直接显示或打印出的 ATC 许可之前，ATC 许可必须单独由起飞地面站确认。

交通警戒和防撞系统（TCAS）（如安装）

授权驾驶员从目前的 ATC 许可偏离，由 TCAS Ⅱ级转化咨询信息决定所需范围。

外形缺件单（CDL）

当飞机丢失机身和发动机某些次要部件时，必须按飞机的基本飞行手册规定的各种限制和外形缺件清单的修正规定进行操作。

其他限制

襟翼的使用

20,000 英尺压力高度以上不要放襟翼。

旅客撤离

有旅客乘坐时，在滑行、起飞和着陆前的任何时候必须检查安装在翼上出口舱门的手柄。

单发电机操作

在地面上，一台发电机工作（发动机驱动的）最大极限为：75KVA（215amps）。

甚高频 VHF 语音通讯

使用 ACARS 时，不要使用 VHF-3（如已安装用于语音通讯）进行 ATC 联系。

在按照波音公司 737-73-1010 服务通告安装铺设线路束或同等产品之前。不要使用 VHF2 或 VHF 3（如安装了语音通讯）在 120.00MHZ 频率上作为通讯的主要办法。如果需要 120.00MHZ 频率，则使用 VHF 1。

其他限制（续）

QFE 选择（如安装）

禁止选择 QFE 进行 VNAV 或 LNAV。

通过把 TERR　INHIBIT（地形抑制）电门选择到 INHIBIT（抑制）位不管 QFE 是否正确，近地警告系统、地形预警和地形显示将被抑制。

当飞机配备了主飞行显示/导航显示（PFD/ND）时应遵循以下限制：

一个 QFE 高度基准给主飞行显示 PFD 时，在飞行管理（FMS）中必须选择使用 QFE 以代替 QNH。

如果在 FMS 中没有输入 QFE 高度基准，禁止使用 QFE。

高频无线电通讯（HF）

飞机安装了 Rockwell/Collins 公司的型号为 HFS-700 和/或 HFS-900 的通讯收发机应遵循以下限制：

HF 通讯收发机内部显示有不正确的反应，飞行中意味着以下频率被禁止使用：

所有频率单位为 MHz。

11.133
22.434
22.683
22.766

上述限制仅仅适用于装有双套 Rock Well/Collings HF 系统带有 Rock Well/Collings 数字耦合器件号为 822-0987-002 的飞机。

如果一部 HF 选择作为通讯，在所有音频选择面板上不要选另外一部 HF，以防止音频干扰。

第二章

非正常程序

第二章——非正常程序

目录 页面

第二章——非正常程序

目录 页面

(E) 指定一个“应急程序”要求机组迅速察觉并作出在严重灾难中保护机组、乘客或飞机的行动。

介绍

包含在本手册中的操作程序由制造厂家开发和推荐并经 FAA 的认证批准用于操纵该型飞机。所提供的这些程序只作为指导而不应该解释为阻止等效程序的发展。

本章提供了简化的非正常程序，在系统故障或失灵和/或关系到特殊系统或常规系统的备用系统时，保护机组和乘客免受严重伤害并保持飞机的适航性。

程序包括以下设想：

(a) 音响警告不响。

(b) 当座舱高度过高或周围空气被污染时应带上氧气面罩和防烟眼镜（如安装），如果周围空气未被污染则选择正常氧气。

(c) 在失火或有持续烟气的情况下选择最近的合适机场着陆。

(d) 在驾驶舱中使用手提灭火器或因大量烟气聚集而需要机组使用 100%的氧气。

全部襟翼收上着陆

在全重尽可能减小的情况下着陆。
保持襟翼收上的机动速度直到最后进近（五边）。
低于襟翼收上的机动速度限制坡度为 15°。
进近和着陆用襟翼 40 VREF+55 海里/小时。(VREF40°+55)

备用襟翼操作

将备用襟翼（ALTERNATE FLAPS）主电门放在预位（ARM）并将襟翼手柄移至所需襟翼位置：

放襟翼，空速 230 海里/小时或更小，将选择电门放在放下(DOWN)位直到达到预定的襟翼放出角度。同时以备用液压系统放出前缘装置，但不能收回。

选择电门放在收上(UP)位收起后缘襟翼。

用襟翼 15，保持在 VREF 15 的速度着陆。

不对称或无前缘装置

当一组或多组前缘装置不能放出，以 VREF15+15 海里/小时速度用襟翼 15 着陆。低于襟翼收上机动速度时，坡度限制为 15°。

不对称后缘襟翼

一个后缘襟翼不对称切断后，不要试图超控襟翼不对称保护。将襟翼手柄放在最靠近最小的实际襟翼位置卡位，并使用以下速度着陆：

襟翼 15 或更大，调定最小襟翼位置的 VREF。

襟翼 1 至 15，调定襟翼 40 VREF +30 海里/小时。

襟翼小于 1，使用后缘襟翼收上程序。

自动减速板

如果自动减速板系统指示有故障，不要预位自动减速板，按需使用人工放出减速板。

自动机轮刹车

如果自动刹车未预位（AUTO BRAKE DISARM）灯亮或没有充分的减速时，监控系统着陆性能并提供人工刹车，按需使用反推。

仅用储压瓶压力刹车

仅使用来自储压瓶的刹车压力时，应提供稳定的刹车压力，不要来回踩刹车以避免储压器的压力耗尽。飞机停住后不能进行滑行。

机舱增压

飞行中因故障原因导致正常压差不能控制时，在不影响飞行安全的情况下，在剩余的飞行阶段允许增压系统在释压活门位置工作。

非增压飞行

在不增压飞行中，只能使用一套空调组件，人工驱动机舱压力外流活门到 25%开度位置。

货舱着火

如果波音服务通告 737-26A1083 或相应的产品改装已完成，则货舱着火时执行以下程序：

货舱火警预位电门（前/后）...预位
货舱灭火释放电门...按压
    按下并保持都要停留 1 秒钟（确保电瓶放电）

注：DISCH 灯可能需要 30 秒才亮。

再循环风扇（RECIRC FAN）电门(EC)......................................关断
右组件电门...关断

在最近的合适机场着陆。

货舱火警探测器失灵

探测器失效灯亮意味着选择探测环路失效。

选择火警探测环路在一个或全部货舱组件不工作。

驾驶舱风挡故障

当发现有起拱或裂纹时，关掉风挡加温。如必要，以一个使旅客舒适的比率减小座舱压差。1 号、2 号和 5 号风挡内层玻璃裂纹时，最大压差为 5 psi;内层外层均裂纹时最大压差为 2 psi；仅外层玻璃裂纹时没有限制。4 号风挡中层玻璃裂纹时，最大压差为 5 psi；仅外层或内层树脂玻璃裂纹或两者同时裂纹时没有限制。当 3 号风挡内层或外层仅有一个裂纹时没有限制。如果内外层均裂纹，将飞机释压。

水上迫降

超控近地警告系统起落架警告，关断发动机引气活门和 APU，并人工关闭机舱外流活门。

在座乘客穿好救生衣并系紧安全带。

水上迫降进近，起落架收起使用着陆襟翼和 VREF，速度保持大约 200 到 300 英尺/分钟的下降率。

不要打开后登机门或后服务舱门。

电气和电子

大气数据系统

下列系统（如安装）接受来自数字式大气数据计算机系统的空速、高度、迎角和/或全温信息：飞行管理系统（自动驾驶、飞行指引仪、高度警报、自动油门和飞行管理计算机系统）、高度报告、座舱增压、主要飞行仪表的普通显示系统（高度表、马赫/空速和垂直速度表）、近地警告系统、风切变系统，惯性导航/基准系统、马赫配平、速度配平、超速警告电门失速管理/偏航阻尼和 VMO 指示。

缺乏此信息可能引起这些系统的工作出毛病。

发动机失火、严重损坏或解体

如发动机失火、严重损坏或解体完成以下步骤。此状态可由以下情况来判明：火警铃响，火警(FIRE WARN)灯和发动机火警电门亮；或发动机过热灯亮，并且当推力手柄关闭时该灯不灭。

推力手柄..关断
自动油门（如接通）...脱开
起动手柄..关断
发动机火警电门...拉出

如发动机火警电门或发动机过热灯仍亮：

发动机火警电门...向左或右转动

如果 30 秒后，发动机火警电门或发动机过热灯仍亮：

发动机火警电门手柄..转向剩下的灭火瓶

如发动机火警电门或发动机过热灯仍亮，在最近的合适机场着陆。

发动机关停后，如果遇到机体结构振动大并且振动持续：

不要延迟，立即减小空速并降低到一安全高度以使振动达到可以允许的水平。如果又发生了大振动而空速的减小与下降高度均不可行，增加空速也许可以减小振动。

隔离活门电门.. 关断
APU 引气电门... 关断
APU（如可用）...启动并接通汇流条
燃油..平衡
应答机方式选择电门（和 TCAS 使用）..TA

如需要机翼防冰：

空调组件电门（受影响的一边）..关断
隔离活门电门...AUTO 自动

发动机过热

推力手柄...关断
自动油门（如衔接）...脱开

如果发动机过热灯仍亮，完成发动机火警、严重损坏或解体检查单。

如果发动机过热灯灭，使发动机在降低的推力下工作以保持灯灭。

发动机振动高

如果不处于结冰条件下，脱开自动油门减小受影响的发动机的推力到能维持安全飞行的最低水平。如果在结冰状态，一次在一台发动机上减小推力至 45% N1。大约 5 秒钟后，前推推力手柄至最小 80% N1。如果振动降低，表示冰已排除，恢复正常操作。

发动机滑油系统

滑油压力低

如果滑油压力在/或低于红线，关掉发动机。

滑油压力高

如果油温在黄区，减小推力直至发动机温度在正常的操作范围。如果滑油温度在黄区 45 分钟或达到红线，在飞行条件允许的情况下关停该发动机。

滑油滤旁通

如果滑油滤旁通，通过减低推力可以重新建立正常操作，则在降低推力的情况下飞行。如果滑油继续旁通，在飞行条件允许的情况下，可关停发动机。

APU 失火

APU 火警电门...拉出并转动

APU 电门..关断

如果 APU 火警灯仍亮，在最近的合适机场着陆。

轮舱火警

起落架（最大 270 KIAS/.82 M）..放下

如果飞行程序要求起落架必须收回，在轮舱火警灯熄灭后，保持起落架放下 20 分钟。

如果轮舱火警灯仍亮，在最近的合适机场着陆。

近地警告系统

当发生警告时，柔和地拉起，发动机施加推力并以最佳爬升角爬升，直到警告声停止。当发生警报时，调整飞行轨迹/形态以便警告停止。

对于批准的紧急程序情况下，可以使用襟翼/起落架抑制电门解除近地警告系统，此时襟翼 15 或小于正常的襟翼位置或起落架收上。

对于水上迫降或机场外着陆，应通过选择地形抑制（TREE INHIBIT）电门抑制地形警告和地形显示功能（如安装）。

液压系统

如果任一液压系统失效：将失效系统的方向舵转到备用系统。

A 系统失效

如果 A 系统失效，必须使用备用系统操纵左发反推装置。地面和内侧飞行扰流板、前轮转弯备用刹车和自动驾驶“ A ”通道不工作，必须人工放起落架。

B 系统失效

如果 B 系统失效，使用备用操作放后缘襟翼，选择备用方向舵。备用方向舵的选择将自动启动备用系统放前缘装置和操纵右发反推。外侧飞行扰流板、自动刹车和自动驾驶“ B”通道不工作。推荐襟翼 15，在 VREF 襟翼 15 的速度上进近和着陆。

液压泵过热或压力低

如果指示任一液压泵过热或压力低，关掉受影响的泵。

飞行中发动机漏燃油

如果飞行中怀疑漏燃油，关断中央机翼油箱油泵和交输活门。通过检查油箱油量是否有不正常的减少和/或燃油量不平衡以确定发动机是否漏油。

如果确定（通过目视或 驾驶舱仪表显示）发动机漏油，关停受影响的发动机以停止漏油并保持剩下的油量。关停受影响的发动机后，回复正常的燃油管理程序。所有剩余的燃油可以用于工作的发动机，并在最近的合适机场着陆。

IRS 故障

将仪表源选择器放到工作的 IRS，不要衔接任一自动驾驶。

飞行操纵卡阻

升降舵卡阻或受限制

升降舵卡阻情况发生后，应立即用力保持对飞机的控制。不要关断任何飞行操纵电门，除非已断定其操纵是错误的。为卸载控制力可使用人工配平。不要作突然的推力、减速板或形态的改变。

副翼卡阻或受限制

副翼卡阻情况发生后，应立即用力保持对飞机的控制。不要关断任何飞行操纵电门，除非已断定其操纵是错误的。为卸载控制力可使用人工配平。坡度限制为 15 度。

方向舵卡阻或受限制

如果方向舵脚蹬不能移动到驾驶员所要求的位置，或脚蹬向一个方向偏转并卡住，用一切可能的方法控制住飞机。脱开自动驾驶和自动油门。使用最大的力（两名驾驶员）超控方向舵系统。

建立对飞机的控制后，检查方向舵脚蹬的位置。如果方向舵脚蹬居中，完成正常的下降、进近和着陆。如果方向舵脚蹬仍卡阻并偏转到某一角度，明显影响飞机的操纵能力，选择系统 B 控制电门到备用方向舵(STBY RUD)位，如果用这种方法能克服卡阻和偏转，则进行正常的进近和着陆，注意方向舵操纵可能受限制。如果选择系统 B 控制电门到备用方向舵(STBY RUD)位不能清除卡阻，选择系统 A 控制电门到关断位。如果脚蹬没有居中，选择系统 B 控制电门到关断位。在 VREF15 速度上以襟翼 15 进近和着陆。飞机的侧风能力将大为减弱。

安定面卡阻着陆

以 VREF15 的速度用襟翼 15 进近和着陆，以确保着陆拉平有足够的升降舵操纵。进近和着陆期间，升降舵力可能大于正常情况下的用力。

起飞后起落架手柄不能移到收上（UP）位

如果需要收上起落架
　　起落架手柄..放下
如果在襟翼全部收起后起落架形态警告不鸣响：
　　注：这种情况意味着起落架锁定继电器失效
　　起落架超控扳机.. 拉出
　　起落架手柄..收上和关断
如果在襟翼全部收起后起落架形态警告鸣响：
　　C/B（电路断电器）(P6-3)..拔出
在最近的合适的机场着陆

注：空中不要使用减速板。由于地面扰流板意外展开，可能产生大的下沉率。

发动机带动的两台发电机都不工作

所有转换汇流条关断、电源关断和发电机汇流条断开(GEN OFF BUS)灯亮意味着发动机带动的两台发电机都失效了。

注：在 30，000 英尺以上主油箱油泵不工作，有可能发生推力丧失或发动机熄火。

注：当飞机从正常的电源回复到备用电源时，高度表上的气压设定要重新置于标准气压。

发动机的发电机电门..接通

如果只有一个电源关断（SOURE OFF）灯熄灭：
　　APU（如可用）..起动并接通汇流条

如果两个电源关断（SOURE OFF）灯仍保持亮：
　　汇流条转换电门...关断
　　电动液压泵电门...关断
　　APU（如可用）...起动并接通 1 号汇流条
　　汇流条转换电门...自动
　　　　将电力储存在 2 号转换汇流条中。
　　APU...2 号汇流条接通
　　电动液压泵电门..接通（一次一个）
　　超控跳开关（RCCB Remote C/B）（备用电源控制组件）........................重置

发动机带动的两台发电机都不工作　（续）

如果两个主姿态显示器都不工作：

IRS 方式选择电门..ATT
保持机翼水平、恒速飞行直到姿态显示恢复（约 30 秒）。
磁航向..输入（ENTER）

如果两个电源关断(SOURCE OFF)灯仍亮：

避免结冰条件。
注：在结冰条件下飞行，可能导致错误的飞行仪表指示。

在最近的合适的机场着陆。

注：电瓶完全释放提供最少 60 分钟的备份电力。

两台发动机都失去推力

发动机起动电门..飞行位（FLT）
发动机起动手柄..切断
EGT 下降:
发动机起动手柄..慢车卡位

如果 EGT 达到了 950°C,重复以上步骤。

注：在中到大雨中操作需用 3 分钟时间加速到慢车。

APU（如可用）..起动并接通汇流条
在起动 APU 之前不需等到发动机起动成功。

如果再起动不成功和 N2 低于 11%：

机翼防冰电门..关断
组件电门..关断
APU 引气电门..接通
点火选择电门..BOTH
任一发动机起动电门..GRD

当发动机参数已稳定：

APU 引气电门..关断
发动机起动电门..飞行位（FLT）
推力手柄..前推（ADVANCE）
发电机电门..接通
组件电门..自动

单发着陆

使用襟翼 15 并用 VREF15+5 海里/小时进近，以襟翼 15 着陆。

一台发电机工作

如果飞机总电气载荷超过 90 KVA，厨房电源将从 2 号汇流条卸载。如果飞机总的电气载荷仍超过 90 KVA(215 amps)，厨房电源将从 1 号汇流条卸载。如可能，APU 可用于恢复失效的汇流条电源，使两台发电机能够正常工作。

在地面，一台发电机工作的最大限制为 75 KAV(215 amps)。

旅客撤离

当发生事故旅客需要迅速从机上撤离的时候，尽早通知撤离可以减少人员伤亡。在离机之前刹住停留刹车、选择襟翼 40、减速板手柄放下、打开外流活门（如需）、关停发动机、释放发动机和 APU 灭火电瓶。

快速释压（飞机高度高于 14，000 英尺 M.S.L）

氧气面罩和调节器..接通，100%
机组通讯..建立
增压方式选择器..人工
外流活门电门..关闭
紧急下降（如需）..开始
旅客氧气（如需）..接通

反推

飞行中故障

琥珀色反推指示灯亮——检查受影响的发动机正推力手柄向前运动不受限制；如果不受限制，说明发动机在产生正推力。不要企图通过驱动反推手柄使灯熄灭。

无偏航或抖动情况下，正常使用发动机。

如果正推力手柄运动受限，或存在抖动、偏航情况，关停受影响的发动机。使用一台发动机不工作的着陆程序。在最近的合适的机场着陆。

反推装置灯

如果灯亮，表示反推装置系统已有故障发生，此外故障又可能会导致反推意外的运动。着陆时用正常的方法操纵反推装置。

安定面失控

脱开自动驾驶按需用驾驶杆和主电动配平控制飞机俯仰姿态。如果放松驾驶杆，配平轮会运动，则将安定面配平电门放到 CUT OUT（切断）位。如失控继续，保持配平轮阻止转动，人工配平飞机。

空调冒烟

如果发现空调明显冒烟，关断再循环风扇。如果继续冒烟，试图通过组件循环工作的方法隔离烟源。如果仍继续冒烟，在最近合适的机场着陆。

电气冒烟或起火

如果烟气来源已确定，切断受影响设备的电源。如果烟气来源还没有确定，将汇流条转换电门和厨房电源电门关断并在最近的合适的机场着陆。

排烟

氧气面罩和调节器..戴上（ON,100%）
防烟眼镜（如需要）...戴上（ON）
驾驶舱门..关闭（CLOSE）
机组通讯..建立

如果组件接通并且确定了烟源在驾驶舱或主客舱内：

着陆高度..10，000 英尺
左和右组件电门.. 高流量（HIGH）
再循环风扇电门..关断
1 号和 2 号发动机引气电门...证实接通
发动机推力..最大可用 N1（最小 45%）
驾驶舱空调和单独吹风口..打开（OPEN）

注意：不要打开任何驾驶舱窗户，保持驾驶舱门关闭。

如果烟气不能控制：

飞机高度...最低安全高度，或 10，000 英尺，以高的为准

在 14，000 英尺或以下：

增压方式选择器...人工
外流活门电门...打开（OPEN）

如果组件关断并确定烟源在驾驶舱内：

注意：除非烟源已确定在驾驶舱内，否则不要打开窗户。

正常等待空速...建立
副驾驶滑动窗...打开

后缘襟翼收上着陆

尽可能减轻着陆重量。
保持襟翼收上机动速度直到五边进近。
在襟翼收上机动速度之下飞行坡度角限制为 15 度。
以 VREF+40 海里/小时的速度作进近着陆。
使用备用系统在 230 海里/小时或更低的速度上放出前缘装置。

风挡加温不工作

在任何风挡加温不工作的情况下，飞行高度 10，000 英尺以下，空速限制为 250 海里/小时 IAS。

注：在任何可能遭遇到飞鸟的高度上，使风挡加温或上述的空速限制将提供最大的防止鸟击保护。

机翼热防冰活门失效

飞行中，在结冰条件下，如果任一或两个活门失效在关闭位。表明接通机翼防冰活门电门后，任一或两个活门打开（VALVE OPEN）灯继续兰色明亮。则应将防冰电门关断，并且避开结冰区。

非指令偏航或滚转

用一切可用的飞行操纵，保持对飞机的控制。如果滚转不能控制，立即减小迎角和增加空速。在恢复操纵以前，不要企图保持高度。如接通了自动驾驶和自动油门，则将其脱开。

第三章

正常程序

第三章——正常程序

目录 页面

总则

本章内正常程序以简化的形式专用于波音 737-600/-700/-800 型飞机的操作，并作为现代喷气运输飞机的通用补充程序。

参考第四章，性能条件和程序，用于建立飞机性能的常规程序。

自动刹车

当预位时，自动刹车系统的中止起飞装置（RTO）将向刹车提供全液压系统压力，两个正推力手柄处在慢车位，并且飞机地速超过 90 海里/小时。

着陆前按需选择自动刹车，根据可用的着陆跑道长度和停止距离的需要选择合适的调定值。

自动驾驶仪——飞行指引系统（AFDS）

自动驾驶—飞行指引系统可用作单通道自动驾驶或巡航中飞行指引和单通道进近。双通道自动驾驶仪为自动着陆和复飞提供被动失效操作。双飞行指引仪提供起飞、二类进近和复飞引导。

以下为自动（自动驾驶）和/或人工（飞行指引仪）操纵飞机提供的航迹控制功能：

- 横向导航
- 垂直导航
- VOR
- 航向道（仅向台航道）
- 进近
- 自动着陆（仅自动驾驶双通道）
- 复飞（仅自动驾驶双通道和/或飞行指引仪）

以下为自动驾驶和/或人工（飞行指引仪）操纵飞机提供的驾驶员协助功能：

- 驾驶盘操纵（仅自动驾驶）
- 航向选择和保持
- 垂直速度选择和保持
- IAS/MACH 选择和保持（高度层改变时升降舵控制速度）
- 高度选择/捕获或截获并保持
- 起飞（仅双飞行指引仪）
- 复飞，一台发动机不工作（仅双飞行指引仪）

当进行 II 类进近或在低于最低天气要求时，机长和副驾驶的仪表（显示源 VHF 导航和 IRS）不能使用同一电源。

由电力转输汇流条探测回路提供的内锁在单电源上阻止双通道自动驾驶仪操作。然而，APU 发电机可作为独立电源。

自动驾驶仪——飞行指引系统（AFDS）（续）

示范条件

系统已示范了在使用或不使用偏航阻尼器和自动油门，在正常着陆襟翼 30 和 40 条件下的飞行。

使用自动油门所选择的自动进近速度为 VREF+5 海里/小时（无须作风的修正）。

自动油门不工作选择的进近速度在气流平稳状态下为 VREF，在有风情况下为 VREF+1/2（顶风）+全阵风（Full Gust）。

在以下风力状况下，自动着陆系统已被证实处于 VMC 条件：

顶风——25 海里/小时
顺风——30 海里/小时
侧风——24 海里/小时

在 U.S Ⅱ型和 Ⅲ型 ILS 地面设备已证实了令人满意的自动着陆系统性能。

起飞后，自动驾驶最低接通高度为 400 英尺已被证实可以提供令人满意的性能。

一台发动机进近：AFDS 已证实有充分的性能允许以单发襟翼 15 进近到Ⅰ类最低标准。

自动着陆时接通多通道的最低高度

在自动着陆的进近中，应在 800 英尺 AGL 之前接通双通道工作。在大约 500 英尺 AGL 时检查拉平预位信号。

自动驾驶——飞行指引仪系统（AFDS） （续）

AFDS 系统构型

本章所列的 AFDS 设备对于特定的运行类别来说不一定表示其所需要的全部系统和设备。适用的 FAR 以及咨询通告可能规定了一些附加系统的操作要求，如像自动油门或自动刹车。营运人应当在运行规范认可之前确定每一类运行所需的所有系统要求。

符合适航性能标准并不意味着允许在低于最低天气标准情况下运行。

验证的高度损失

通过模拟自动驾驶功能失控验证的高度损失为：

水平飞行：

在认可的识别点开始改出 3 秒钟以后，襟翼收上——高度损失 370 英尺。

进近：

(A)在认可的识别点和开始改出点之间停滞 1 秒钟，高度损失 23 英尺。

(B)驾驶员认可识别后没有延滞便开始改出，高度损失忽略不计。

复飞：

在自动复飞开始高度低于 100 英尺以下时验证的高度损失列表如下：

复飞高度 （英尺 AGL）	高度损失 （英尺）
70—100	26
60	21
50	20
40	18
30	11
20	3
10	2.5

自动驾驶——飞行指引仪系统(AFDS) （续）

自动驾驶进近/自动着陆 （被动失效） （III类 a）

下列附加设备的工作和信号装置的配备已经表明，对于自动进近和飞机着陆到接地，自动驾驶系统满足 FAA AC 20-57A 的性能要求和适航性，并且满足 FAA AC 120-28C 中规定的相应性能标准和可靠性标准：

衔接双通道自动驾驶
每一驾驶员的低范围无线电高度表和显示
每一位驾驶员的决断高度灯
两个数字式大气数据计算机系统
每一驾驶员的风挡排雨系统
每一驾驶员的 ILS 接收机和显示
每一驾驶员的飞行方式显示信号牌
两部 ADIRU(与衔接自动驾驶有关)处于 NAV 方式
双液压系统
两种电源（APU 发电机可用作独立电源）
两发工作

自动驾驶进近 （II 类）

使用下列附加设备的自动进近证明，自动驾驶系统符合 FAA AC 20-57A 的 II 类适航标准和性能标准以及 FAA AC 120-29 附录 1 中规定的性能标准和可靠性标准：

衔接单或双通道自动驾驶
每一驾驶员的低范围无线电高度表和显示
每一位驾驶员的决断高度灯
两个数字式大气数据计算机系统
每一驾驶员的风挡排雨系统
每一驾驶员的 ILS 接收机和显示
每一驾驶员的飞行方式显示信号牌
两部 ADIRU(与衔接自动驾驶有关)处于 NAV 方式
两种电源（APU 发电机可用作独立电源）
两发工作

自动驾驶——飞行指引仪系统(AFDS) （续）

飞行指引仪（F/D)

飞行指引仪指令可在起飞、爬升和下降时，作为主要的速度和姿态指示的辅助引导,以获得并保持所需高度。

在两部飞行指引仪上的所有自动驾驶指令方式除 CWS 外，同样都可用，仅 F/D 有一个附加的起飞方式。除了在起飞或复飞时要求接通两部飞行指引仪外，在其他所有方式都可以接通一部或两部飞行指引仪.

飞行指引仪进近 （II 类）

使用下列设备的机动进近证明，自动驾驶系统符合 FAA AC 20-57A 的 II 类适航标准和性能标准以及 FAA AC 120-29 附录 1 规定的性能标准和可靠性标准：

必须选择两部飞行指引仪。
每一驾驶员的低范围的无线电高度表和显示
每一位驾驶员的决断高度显示
两个数字式大气数据计算机系统
每一驾驶员的风挡排雨系统
每一驾驶员的 ILS 接收机和显示
每一驾驶员的飞行方式显示信号牌
两部 ADIRU(与衔接自动驾驶有关)处于 NAV 方式
两种电源（APU 发电机可用作独立电源）
两发工作

辅助动力装置 （APU）

已成功地验证了 APU 可在 41，000 英尺压力高度下进行空中起动。因此 APU 可在任何高度进行空中起动。

除发动机起动外，不要在打开左发引气活门或打开隔离活门和右发引气活门的同时，打开 APU 引气活门。

连接了地面气源以及打开了隔离活门的情况下，不要打开 APU 引气活门。

座舱增压

一台发动机运转时不要使用多于一套的空调组件。

正常工作压差：

28，000 英尺压力高度以下..7.45±0.1 psi
28,000 英尺压力高度以上、
37，000 英尺压力高度以下..7.80±0.1 psi
37，000 英尺压力高度以上..8.35±0.1 psi

发动机点火

起飞、着陆和防冰操作中必须接通发动机点火。

延程操作

已经证明当飞机构型符合 FAA 批准的关于“737-600/-700/-800 ETOPS 构型、维护和程序”的 D004A007 波音文件时，这种飞机/发动机组合的设计可靠性和性能满足 FAA12.-42A 咨询通告的要求，并且发现适用于延程飞行。但这一发现并不代表同意进行延程飞行。

在离适当的备降机场多于 60 分钟的航程之前，应起动 APU 并保持其工作，在 ETOPS 飞行的过程中也应一直保持其运转。

飞行管理计算机系统（FMCS）软件更新为 U10 和以后的版本

当使用无线电或全球定位系统修正引导飞行时，证明飞行管理计算机系统符合用于多传感器区域导航系统的 20-130A 咨询通告。在使用上述配置飞行时，FMCS 可用来进行航路和航站区域飞行以及仪表进近导航（ILS、LOC、LOC-BC、LDA、SDF 和 MLS 除外）。

区域导航运行(RNAV)放行时要求有一个 FMC、一个 CDU、一个 VOR、一个在导航方式的 IRU，以及另外任何一个 DME 或 GPS 工作（FAA AC20-130A，JAA AMJ20X2），否则除非使用其他适应的程序。

对于只安装了单套 FMCS 的构型，这台 FMC 可以作为其他初级导航系统的补充。

安装了两台 FMCS 的构型，适合以下运行：

两台惯性导航系统(IRS)和两台 FMCS 连接可以满足咨询通告 25-15 对于远程导航的要求。

两个 FMC，两个 CDU，两个传感器的能力符合所选择的所需导航性能（RNP），上述数量的设备加上在导航方式工作的 IRU 作为主要方法 RNP 导航是放行时所要求的。

对于没有所需导航性能（RNP）的飞行运行，已经验证 FMC 的 CDS 地图可用作航路和航站区域飞行运行以及仪表进近导航（不包括 ILS、LOC、LOC-BC、LDA、SDF 和 MLS）。

空中指定 RNP 飞行运行，验证的 RNP 如下：

已验证的 RNP 飞行操作与飞行方式		
飞行方式	已验证的 RNP	
	可使用 FMC 和 GPS	未安装/不使用 FMC 和 GPS
A/P 接通，水平导航	0.11 海里	0.19 海里
F/D，水平导航	0.12 海里	0.24 海里
仅人工操纵地图显示	0.48 海里	1.10 海里

飞行管理计算机系统（FMCS）软件更新为 U10 和稍后的版本

RNP 能力验证基于 FAA 批准的波音文件 D6-39067-2“配备 FMC 的 737 飞机 RNP 能力，改进 2”新版本或稍后批准的版本中的假设、定义、要求和分析。

在选定的航路上 RNP 飞行运行要受到导航设备的覆盖范围和/或 GPS 卫星有效性的限制（在安装了 GPS 的状态下）。

如果 FMC 数据库和航图没有参考 WGS-84 基准数据，对于安装了 GPS 的飞机构型，在美国本土以外的空域飞行时，GPS 更新数据不能用于进近操作，否则除非使用其他适用的程序。

符合咨询通告 20-130A 要求的 FMC 用于多传感器仪表进近导航飞行时使用以下 RNP 值：

进近方式	RNP
NDB，NDB/DME	0.6 海里
VOR，VOR/DME	0.5 海里
RNAV	0.5 海里
GPS	0.3 海里

已经验证 FMC 满足咨询通告 20-129 的要求，可用于航路和终端区域飞行的垂直导航和仪表进近（不包括 ILS G/S）。

由 FMC 显示的燃油管理和航程计算值还未经 FAA 评估。

这些 FMC 的验证结果并不代表运行的批准。

燃油系统

正常油箱容量

油箱	可用燃油		
	美制加仑	英制加仑	升
1号或2号	1，288	1，072	4，875
中央	4，299	3，579	16，273

横向燃油不平衡

主油箱之间的燃油不平衡应计划为零。滑行、起飞、或着陆时偶然的燃油不平衡一定不要超过1000磅（453公斤）。

燃油装载

油箱可被单独地、同时地或以任何顺序装载。装载主油箱到所需油量或装满。如果中央机翼油箱超过1000磅（453公斤）燃油，主机翼油箱一定要计划装满。如果中央机翼油箱少于1000磅（453公斤）燃油，主机翼油箱可以部分装载，但要考虑平衡问题。燃油使用必须遵循以下正常燃油使用。

正常燃油使用

正常情况下要关闭交输活门。正常操作时接通所有增压泵（当中央油箱有可用燃油时要接通中央油箱泵）。

为使机翼油箱燃油相等，打开交输活门并关掉燃油油量少的油箱的两个增压泵，直到燃油平衡。

中央油箱无燃油，打开所有可用的主油箱增压泵、关断中央油箱增压泵和交输活门，使用主油箱到发动机的供油方式。

中央油箱有燃油，打开所有可用的增压泵并关闭交输活门，使用中央油箱燃油直到中央油箱燃油耗尽（但是，最多1000磅（453公斤）要考虑主机翼油箱的平衡问题）。打开所有可用的主油箱增压泵、关断中央油箱增压泵和交输活门，使用主油箱到发动机供油方式继续飞行。

复飞

复飞开始时自动油门系统（如衔接）将自动前推推力手柄。必须人工操作襟翼或起落架。

2000 英尺无线电高度以下，按下复飞电门可以开始自动油门、飞行指引仪和/或双通道自动驾驶仪复飞。

当决定终止进近时，使用复飞电门并确信抬头到复飞姿态，核实推力手柄的运动以获得一个正常的爬升率*并收襟翼到襟翼 15**。

已经建立正爬升率之后，收起落架。爬升至一个安全的高度，增速并按计划的收襟翼速度收上襟翼。监控爬升率、姿态和速度。

* 发动机加速后，重新作动复飞电门，可以获得全复飞推力。

** 在风切变中，推荐程序是延迟襟翼和起落架收起，直到风切变不再是一个作用因素。

惯性基准系统

在校准周期多变的南北纬 78.25 度之间进行了地面校准实验，证明校准是令人满意的。ISDU 用于在校准周期中对时间保持的监控。

在北纬 82 度以上和南纬 82 度以下，在北纬 70 度以上西经 80 度和 130 度之间，南纬 60 度以下东经 120 和 160 之间，在导航方式下将不提供有效的磁航向和航迹。

飞机移动之前确保校准完成，并且所有的 ADIRU 处于 NAV 方式。

当 ADIRU 在 ATT（姿态）方式时，初始化设置后磁航向会以一种类似航向陀螺仪的方式漂移，要求机组监控并定期人工更新，以确保足够的精度。

结冰条件下的操作

发动机防冰系统

开启发动机防冰系统之前，应接通发动机点火。发动机防冰关断之后再关断发动机点火。

发动机防冰操作见第一章的限制，“结冰条件下的操作”。

机翼防冰系统

飞行中，机翼防冰系统的主要方法是作除冰系统使用。聚集在驾驶窗窗框上、风挡中央支架上、风挡雨刷叶片上和风挡雨刷臂上的冰，可看作是结冰情况的指示，此时需要打开机翼防冰系统。

减少最小垂直间隔（RVSM）

此种飞机/发动机组合构型的设计可靠性和性能，已经根据 FAA 1994 年 3 月 14 日的备忘录 91-RVSM“对于降低飞机最小垂直间隔飞行(RVSM)认证的临时指导”进行了评估，并且在 RVSM 空域运行中进行了鉴定。但这并不代表同意进行降低最小垂直间隔的运行。

反推

当在地面时，前推力手柄在慢车位，向后拉反推手柄至内锁位置，然后拉到反推卡位。当飞机减速至低于大约 60 海里/小时时，在滑行速度上调整推力至慢车卡位。发动机减速到慢车时将手柄置于正推力位置。

穿越严重颠簸气流

在取证试飞中，在驾驶员位置遇到的最大程度的颠簸，被定为中度。

尽可能避免飞入严重颠簸区。不推荐在 30，000 英尺或更高的高度上用爬高的办法飞越颠簸区。除非肯定能在清除状态下飞越。在同样强度颠簸情况下，降低高度并按推荐的速度飞行，可以承受更大的抖震裕度。

严重颠簸区使用自动驾驶时，建议选择驾驶盘操纵（CWS）。不要使用高度保持（ALT HOLD）方式。

严重颠簸区建议的飞行程序为：

1．空速

目标空速约为 280 海里/小时或 0.76 马赫，以较低的为准。严重颠簸将导致指示空速变化大，不要去追赶速度。

2．偏航阻尼器——接通

3．自动驾驶——可选

如果接通自动驾驶

使用 CWS 位置，不要使用高度保持方式。

4．自动油门——脱开

5．姿态

保持机翼水平和所需的俯仰姿态。使用姿态指引仪作为基本仪表。在强烈的气流中姿态会出现大的变化。不要使用突然的操纵力输入。建立了穿越速度，配平调定后，不要改变安定面配平。

6．高度

允许高度变化。在严重颠簸中可能有大的高度变化。牺牲高度以保持所需的姿态和空速。不要追赶高度。

穿越严重颠簸气流 （续）

7．推力

接通发动机点火。以起始推力调定值为准以获得目标空速。只有在空速变化太大时才能改变推力。FMC 巡航页面显示颠簸中的 N1 调定值。

减速板

在中断起飞（60 海里/小时以上）时，一旦驱动反推手柄，自动功能将使所有减速板（扰流板）从 DOWN 位置升起。

飞行中，不要移动减速手柄超过飞行卡位。进近过程中使用减速板时不允许产生大的下沉率。高于地面 1000 英尺以下不要使用减速板。

为了在着陆时自动伸出减速板，接地前将减速板手柄放在“ARM”位。如果在中止起飞或着陆时（在湿或结冰跑道上）自动工作延迟，则应人工放出减速板。如果防滞失效，要求人工放出减速板。

起飞

起飞程序和襟翼收起速度计划的指导资料在第四章的总则中。

交通警戒和防撞系统（TCAS）（如安装）

必须使用 TCAS II 类建议咨询（RA），但以下情况除外：驾驶员认为采纳建议并不安全；驾驶员有比使用 RA 更好的信息；可以和临近的飞机保持安全间隔距离；明显的 TCAS II 类系统失灵，等。

警告：一旦发出 RA 信息，如果现时的垂直速度被改变应考虑安全间隔，除必须遵守 RA 外。这是因为在另一架飞机闯入的过程中会产生 TCAS II 类和 TCAS II 类一致性的情况，任何垂直速度的改变使不遵守 RA 的情况产生，将导致另一架飞机遵守 RA 的使用性失效。

注：不遵循 RA 的结果将导致在其余的 RA 信息中声响警告和目视警告牌不一致。

驾驶员不应只从交通显示牌或交通建议中获取信息，不参考目视交通而开始规避机动飞行。这些显示屏和建议仅是对目视交通定位的参考并且缺乏规避机动飞行所必须的航路引导。然而，在爬升和下降中，基于交通显示信息而进行的垂直速度的轻微改变不被视为规避机动飞行。

遵循 TCAS II 类 “ 消除冲突 ” 建议，驾驶员应立即返回到可获得的 ATC 许可上，除非由 ATC 直接指挥。

在无线电高度 1100 英尺（AGL）以上的爬升和低于 900 英尺（AGL）的下降时，所有 RA 和 TA 的声音警告都是被抑制的。

风挡加温

除了 3.2 章节所示之外，在所有正常的飞行工作期间，必须接通 1 号（前窗）和 2 号（侧窗）风挡加温，而且必须在起飞前 10 分钟接通这些风挡的加温。

风切变系统

当安装了标识为 V 的近地警告系统（GWPS）和风切变探测和警报时，可以提供风切变警告和探测。

第四章

性能

第四章—— 性能

目录 页码

黑体字为图表。
普通字为正文。

规章的符合性

在飞机飞行手册数字性能数据（AFM-DPI）中的资料信息，与记录页中所列的性能软件序号相对应。并且符合 FAR-25 部 25.1581 条的要求。

使用由 FAA 批准的 AFM-DPI 软件，可获得经 FAA 批准的性能数据。对 FAA 认证的 AFM-DPI 软件的任何调整或对于所形成的数据的任何更改都是不允许的，除非上述变更经适航当局批准，并且这种更改应独立于原批准状态单独应用。

标准性能条件

所有性能基于以下几点：

1. 批准的发动机推力比率没有包括安装、引气和附件损失。

2. 后缘襟翼位置如下：

	后缘襟翼
起飞	1，5，10，15，25
航路	0
进近	1，15
着陆	15，30，40
自动着陆（双发）	30，40

3. 前缘装置处在与后缘襟翼相适应的位置。

标准性能条件 （续）

4．所有的温度都在使用限制以内，仅用于着陆距离的温度是基于日常标准的大气温度。

5．除非另外有注明，否则风的修正值是按照相应的操作规则以不超过 50%的实际逆风或不少于 150%的实际顺风值来计算的，塔台风力被假定在 10 米（32.8 英尺）高度上测得的。

6．发动机推力的湿度影响基于以下相对湿度：等于或低于标准温度时，相对湿度为 80%。等于或高于标准温度加上 28 摄氏度（标准温度加上 50 华氏度）时，相对湿度为 34%。在这两个温度之间相对湿度呈线性变化。

7．对于计划飞行进入已知或预期结冰条件，提供了可能产生冰聚集的飞机性能修正。

爬升性能：航路爬升、进近爬升和着陆爬升的性能是考虑了可能发生的冰聚集，根据在 AFM-DPI 中选择“飞行中结冰”来计算。在任何飞行阶段结冰状况下的操作，要使用航路中“飞行中结冰”性能。在飞行中的任何阶段和预报着陆温度低于 10 摄氏度的结冰状况下的操作，要使用进近爬升和着陆爬升的“飞行中结冰”性能。

空速和着陆距离：在襟翼 30 或 40 没有必要对速度或着陆距离进行修正。襟翼 15 的 1G 失速图表提供了冰聚集影响下的失速速度修正值。襟翼 15 的着陆速度和距离修正值是考虑了可能发生的冰聚集，根据在 AFM-DPI 中选择“飞行中结冰”来计算的。

以下情况要使用修正的襟翼 15 失速速度和襟翼 15“飞行中结冰”的着陆速度和距离：

a．在任何飞行阶段和预报着陆温度低于 10 摄氏度的结冰状况下的操作。

b．机翼热防冰(WTAI)接通后，无论 WTAI 是否随后关断。

c．进近过程中任何时候整流罩(CTAI)热防冰接通。

性能形态

AFM-DPI 中飞机形态与相关的性能数据如下所示：

	推力	襟翼	起落架
起飞	双发状况下起飞	25，15，10，5 或 1	放下
第一阶段爬升	使用工作的一台发动机起飞	25，15，10，5 或 1	放下
第二阶段爬升	同第一阶段	25，15，10，5 或 1	收起
第三阶段	同第一阶段	25，15，10，5 或 1	收起
最终起飞爬升	使用发动机最大连续推力	收起	收起
航路爬升	使用发动机最大连续推力	收起	收起
进近爬升	使用工作的一台发动机起飞	15 或 1	收起
着陆爬升	在 8 秒钟内双发工作最大可用推力	40，30 或 15	放下
着陆	在接地时双发处于慢车位	40，30 或 15	放下

在 ECS 接通情况下，使用 AFM-DPI 计算的起飞性能是基于正常的 ECS 形态（2 个空调组件接通）。使用一个空调组件的起飞操作，增加了对一台发动机的引气要求，导致减小起飞推力设定和起飞性能降级的结果。

计划着陆性能是假设自动减速板系统工作，选择人工减速板的情况除外。

APU 接通和关断，性能都适用。

防湿防滑道面上（例如刻槽的或渗水增阻的跑道）的起飞性能，在 AFM-DPI 中被作为一个备用的湿性能水平，通过选择防湿防滑可获得。这个数据仅用于跑道铺筑和维护使其符合 97 年 3 月 18 日颁发的 AC 150/5320-12C 文件所定义的跑道铺筑面的摩擦水平等级或与之相当的等级。

在备用模式中的 EEC 的起飞性能是由在 AFM-DPI 中选择“备用 EEC 模式”作为备用性能提供的。

定义

空速

在 AFM-DPI 中的所有空速和马赫值都是基于主空速系统和假设仪表误差为“零”。

静压源位置误差△Vp,表示在飞机压力场内由于静压孔位置所导致的误差。

指示空速 V_I,IAS——飞机上显示的空速读数。

校正空速 V_C,CAS——经修正静压源位置误差的仪表指示的空速($V_c=V_I+\triangle V_p$)。

当量空速 Ve,EAS——经修正压缩性影响的校正空速。

真空速 V_T,TAS——经修正大气密度影响的当量空速。

真 M 数 M——安装在飞机上经修正静压源位置误差的 M 表读数。

发动机失效临界速度 V_{EF}——该速度表示如果最临界的发动机失效，且在 V1 速度上确认发动机故障后，有 1 秒钟延误。

起飞决断速度 V1——在 V_{EF} 临界发动机失效后，从驾驶员决定继续起飞时起的那个速度，使起飞距离在 V2 高度为 35 英尺时不超过可用起飞距离，并且在采取第一措施使飞机全停时的速度不超过可获得的加速-停止距离。V1 不允许小于最小地面操纵速度 $V1_{(MCG)}$,也不允许大于抬前轮速度 V_R,也不能大于最大刹车能量速度 V_{MBE}。

抬前轮速度 V_R——从三点姿态到起飞姿态的开始速度。计划抬前轮速度应等于或大于 $1.05V_{MCA}$ 和 V1。

定义

空速（续）

起飞决断速度比率 V_1/V_R——起飞决断速度 V_1 和抬前轮速度 V_R 的比率。

最大刹车能量速度 V_{MBE}——最高的起飞决断速度，从飞机采取中止起飞到停住，不超过刹车最大能量吸收能力的范围。最大刹车能量速度相当于起飞计划中的 V_1 速度。

起飞安全速度 V_2——假设在 V_1 或在 V_1 之后判定发动机失效，在 35 英尺高度上飞机所应达到的目标速度。这个速度在起飞形态中至少要 1.13 倍于 1G 失速速度。

空中最小操纵速度 V_{MCA}——当临界发动机突然停车时，在剩余一台发动机保持起飞推力的情况下，能以最大 5 度的坡度控制飞机时的最小飞行速度。

地面最小操纵速度 V_1,V_{MCG}——在 V_{EF} 上临界发动机突然停车，剩余一台发动机保持起飞推力，仅用气动力控制飞机并能继续起飞的最小起飞决断速度 V_1。

着陆最小控制速度 V_{MCL}——飞机正处于进近形态，临界发动机突然失效，剩余一台发动机保持起飞推力，以最大 5 度坡度能保持对飞机控制的最小操纵速度。

着陆速度——正常着陆时在高度 50 英尺上的最小速度。在着陆形态下，该速度必须不小于 1.23 倍 1G 失速速度。

参考速度 V_{REF}——这个速度等于襟翼 40 着陆形态的着陆速度。

设计机动速度 V_A——在这个速度以上应避免使用全方向舵、全副翼、全升降舵或用近于失速的迎角进行机动飞行。

定义（续）

温度

ISA——由国际民用航空组织认定的国际标准大气。
OAT——外界大气温度-大气（周围的）静温度。
SAT——大气静温-由 TAT 计算出的外界大气（周围的）温度。
TAT——大气总温-静温加上大气绝热压缩（冲压）升高的温度，在总温指示器上指示。

风速

由塔台报告在 10 米高度上的实际风速，并由风力因素图表修正为平行于飞行航道的顺风或逆风。

结冰状况

地面和起飞时的 OAT 或飞行中的 TAT 为 10 摄氏度（50 华氏度）或更低，且存在任何形式的可见湿气或水分（例如云、视程为 1 哩或更低的雾、雨、雪、雨夹雪和冰晶）时，结冰状况存在。

地面和起飞时的 OAT 为 10 摄氏度（50 华氏度）或更低，在机坪、滑行道或跑道上运行时，结冰状况也存在。而且路面上的雪、冰、积水或融雪可能被发动机吸入或在发动机、短舱或发动机传感器探头上结冰。

起飞航路

起飞航路是假设最临界发动机在 V_{EF} 上失效，飞机从起始点延伸到一个点，在这个点上飞机应至少高于起飞平面 1500 英尺并已获得航路形态和最终爬升速度。

起飞航路被分成若干段，分别代表以下定义中飞机在形态、空速、发动机推力方面的不同改变。其中一些定义在 FAR 第 1 和第 25 部分有缩写，其相应的规定应参考完整的详述。

定义

起飞航路 （续）

净空道——在起飞跑道尽头的无障碍区域，可作为可用起飞距离的一部分。

停止道——在起飞跑道尽头的区域，中断起飞时能够支承飞机并可作为可用加速停止距离的一部分。

所需起飞距离——应大于：(1)临界发动机在 V_{EF} 上失效时起飞和爬升到高度 35 英尺（干跑道）的距离；（2）双发都工作时起飞和爬升到高度 35 英尺距离的 115%的距离。

所需起飞跑道——应大于：从起飞和爬升到临界发动机在 V_{EF} 上失效时离地点与达到高度 35 英尺这点之间 1/2 的（干跑道）距离，或（2）双发都工作时从起飞和离地点到爬升到高度 35 英尺之间 1/2 的距离的 115%的距离。

*注：湿跑道上，发动机失效时所需高度是 15 英尺。

所需加速停止距离——所需距离的总和：（1）双发工作加速距离，和（2）假定在 V1 速度上开始中断起飞到完全停止的距离。

刹车组件——类别

同一类别的刹车件号产生同等的刹车性能。但不允许相互替换刹车组件。
A 类：波音件号—— 10-62237-2
B 类：波音件号—— 10-62237-6，-16

起飞飞行航迹

起飞飞行航迹是从起飞距离终点的起飞平面以上 35 英尺外延伸到某一点，在这一点飞机应至少高于起飞平面 1500 英尺并已获得航路形态和最后爬升速度。

爬升梯度——表示用几何高度除以单位时间内的水平位移所得变化量的百分比率。全梯度是指在特定情况下实际计算的飞机性能，而净梯度是在全梯度上减去特殊规定的增量。

定义

起飞飞行航迹 （续）

全高度——使用全爬升性能在起飞飞行航路中任一点的几何高度。全高度是用来计算在越障程序和开始机翼襟翼收起、计划改平高度时的实际压力高度。

净高度——使用净爬升性能在起飞飞行航路中任一点的几何高度。净高度是用来确定按规定以至少 35 英尺高度必须能超越任何障碍时的净飞行航迹。

基准零点——在跑道或起飞距离末端净空道的某垂直面上，且低于飞行航迹 35 英尺的那个点到起飞行航迹所示的高度和距离相配合的参考基准点。

第一阶段——从起飞距离末端开始延伸到使用起飞推力和起飞襟翼、保持恒定的 V2 速度，并且假设起落架完全收起的那个点。

第二阶段——从起落架收起的那一点开始延伸到使用起飞推力和起飞襟翼、保持恒定的 V2 速度，并且至全高至少 400 英尺。

第三阶段——在不变的高度使用起飞推力加速所需的水平距离，按推荐的计划速度收上襟翼达最终爬升速度。

最大改平高度——在使用起飞推力时间限制之前能完成第三阶段的最大高度。

最终起飞阶段——从第三阶段末端开始延伸到襟翼收起、使用最大连续推力和最终爬升速度，并且全高度至少 1500 英尺。

最大侧风

已验证的起飞和着陆最大侧风因素在 10 米高度为 36 海里/小时。对干跑道上所有发动机都工作的情况下，不考虑该因素的限制。

性能条件和程序

本手册中用于建立性能数据的条件和程序代表着操作中的每一个阶段。飞机构型和发动机推力设置见下述性能形态。所包含的这些程序仅仅是影响飞机性能的基本步骤。

起飞

条件

起飞场地长度性能的计算大于：（1）所有发动机都工作距离的 115%，或（2）由于临界发动机在 VEF 上失效，发动机不工作的距离。上述距离都是基于 3 种潜在的跑道条件：（1）平、干和硬的道面，（2）平、湿和硬的道面和（3）防滑、湿和硬的道面。

程序

程序数据是基于静止起飞推力设置的程序。实际上，推荐的是滑跑起飞程序。当滑跑起飞和静止起飞相比较时，分析表明由于滑跑起飞程序造成的场地长度的改变可以忽略不计（少于 50 英尺）。

推荐的推力设定程序如下：松刹车或飞机对准跑道设置到 40%N1。随着飞机加速，前推推力手柄至 N1 设置。如需要，重新调定推力手柄，在达到 60 海里/小时之前，使 N1 调到目标值。在达到 60 海里/小时之后不要再进行更多的调整。

在高度 35 英尺上假设已获得不低于 V2 的速度，在获得正爬升率之后假定开始收起落架。

作一个平稳的抬头到起始爬升姿态。离地后用最小的姿态变化来获得初始爬升速度。

性能条件和程序（续）

中断起飞（RTO）

条件

计算的加速停止距离用来说明已验证的识别和反应时间，外加延迟的时间。

有效距离是假定自动刹车设置在 RTO 位。假如使用最大人工刹车，则自动刹车未预位或关断。

在干道面计算中不使用反推，但在湿道面计算中要使用反推。

程序

在 V1 或 V1 之前开始中断起飞使用以下程序：

关断推力手柄的同时采用最大人工刹车或采用 RTO 自动刹车，升起减速板。

爬离（1 台或 2 台发动机）

条件

爬升梯度和越障飞行航路性能都是基于最临界发动机在 V_{EF} 上失效的基础上。

程序

保持起飞襟翼设定，以不低于 V2 的速度到达选定襟翼开始收起的高度。

按照本章规定的计划收襟翼速度收襟翼。

在飞越所有起飞飞行航径上的障碍或爬升到高度至少在跑道平面以上 1500 英尺之后，应遵循航路程序。

性能条件和程序 （续）

越障净距

程序

所有发动机都工作的情况下，保持速度不超过 V2+20 海里/小时，直到计划襟翼收起高度或越障净距所需的最小全高度（选择其中较低的）。

当发动机失效而且起飞重量受到障碍限制时，保持 V2 或发动机失效速度（最多 V2+20 海里/小时）直到获得越障净距所需的全高度。

当到达选定的开始收襟翼高度时，开始收襟翼并加速到最终起飞爬升速度，同时保持恒定高度和起始起飞推力设定。

以最终起飞爬升速度和最大连续推力，继续最后起飞爬升到高于跑道标高 1500 英尺或越障净距所需的最小全高度。

着陆场地长度

条件

在 AFM-DPI 中所说的着陆场地长度是基于光滑、水平和硬道面在标准日温下得出的。高度 50 英尺处在着陆速度上，其干道面非自动着陆场地长度为最大性能着陆距离除以 0.6 的系数。计划的湿场地长度是由计划的干场地长度乘以 1.15 得出的。推算这些距离时没有使用反推。

着陆场地长度（续）

程序

起落架放下作最终进近和着陆时，襟翼处于着陆位置，并且在接地前所有发动机推力减至慢车位。

使用自动减速板预位进行着陆时，自动减速板将在接地时自动打开，此时立即实施最大机轮刹车。

使用人工减速板着陆时，在接地后 2 秒钟内使用全减速板和最大机轮刹车。

计划收襟翼速度

最大改平高度、第三阶段距离和最终阶段爬升性能，都基于在使用以下计划的第三阶段中收襟翼的情况决定的。此表可用于所有收襟翼操作。

加速期间，在以下起始速度上选择襟翼位置：

初始襟翼位置	选择襟翼位置	初始速度，海里/小时
25	15 5 1 0	V_2+15 V_{REF}40+20 V_{REF}40+30 V_{REF}40+50
15	5 5 0	V_2+15 V_{REF}40+30 V_{REF}40+50
10	5 1 0	V_2+15 V_{REF}40+30 V_{REF}40+50
5	1 0	V_2+15 V_{REF}40+50
1	0	V_{REF}40+50
最终阶段爬升速度		V_{REF}40+70

在一个不变的高度收襟翼时，当速度大于最终阶段爬升速度时开始爬升，保持起飞推力设定直至襟翼完全收起。

发动机推力设定

起飞推力设定

起飞推力必须在飞机速度为 40 至 60 海里/小时之间设定。

复飞推力设定

在 AFM-DPI 中的复飞推力设定为复飞功率提供了在 0.22 马赫上的 N1 推力设定。

飞行中推力设定

在 AFM-DPI 中的飞行中推力设定为决定飞行中 N1 推力设定提供了最大连续推力功率。

最大快速滑进滑出重量

使用以下程序之一：

1. 重量超过在 AFM-DPI 中规定的最大快速滑出滑进的重量着陆后，在接下来的起飞前至少要等待 62 分钟并检查机轮热熔塞是否熔化。

2. 在没有进行人工冷却的情况下，判断每个刹车（仅为波音件号 10-62237-2，-6 和-16）压力盘温度不超过 425 华氏度的程序如下：用精确方法，如使用陶立克(Doric)微型探温表或相应设备，于停机后不早于 10 分钟不晚于 15 分钟，在每个刹车上至少取两点测量刹车压力盘表面温度（保持温度表探头与表面接触 20 秒或直到读数稳定）。如果每一点所测温度均低于 425 华氏度，允许立即放行。否则需要至少在地面等待 62 分钟。

自动机轮刹车

在 AFM-DPI 中提供了自动机轮刹车停止距离，此数据对于可用场地长度所期望的自动刹车设置选择仅作为指南性资料，而不被用于确定所需着陆场地长度。

调整自动机轮刹车系统的刹车压力建立合适的减速率，可以改善着陆滑跑的连续性和平稳性。选择使用该系统并不意味着可以减轻驾驶员在可用跑道长度内确保安全停机的责任。

自动机轮刹车系统是在飞机接地时通过空/地信号和主轮旋转而触发的。因此，延迟放低前起落架并不会拖延刹车的使用。最大脚蹬刹车可获得比最大设定更高的减速率（更短的着陆距离）提供足够的跑道可用摩擦力。实验证明使用反推对自动刹车停止距离没有负面影响。

AFM-DPI 中给定的停止距离是基于验证的使用自动减速板的减速值，并且对全着陆襟翼设定以及是否使用反推力都有效。

湿跑道上的停止距离可根据特殊跑道的摩擦特性和滑溜性得到。已获得的湿跑道的停止距离对于已给出的设定应长于（1）根据设定的固定减速率得到的距离或（2）由适当的跑道摩擦获得的距离。如果摩擦特性允许更高的减速率，在湿跑道上较高的设定（最大比 3 好，3 比 2 好）将产生更短的停止距离。当减速率被跑道摩擦特性限制时，使用反推将减少湿跑道上的停止距离。非常湿和滑溜的条件可导致需要比预想更长的距离。